

学校编码: 10384

分类号_____密级_____

学号: 32020121152684

UDC _____

厦 门 大 学

硕 士 学 位 论 文

飞机襟翼对尾流控制的实验研究

Experimental study of flap on controlling wake vortex

傅向向

指导教师姓名: 鲍锋 教授

专 业 名 称: 飞行器设计

论文提交日期: 2015 年 4 月

论文答辩时间: 2015 年 5 月

学位授予日期: 2015 年 月

答辩委员会主席: _____

评 阅 人: _____

2015 年 月

厦门大学学位论文原创性声明

本人呈交的学位论文是本人在导师指导下,独立完成的研究成果。本人在论文写作中参考其他个人或集体已经发表的研究成果,均在文中以适当方式明确标明,并符合法律规范和《厦门大学研究生学术活动规范(试行)》。

另外,该学位论文为()课题(组)的研究成果,获得()课题(组)经费或实验室的资助,在()实验室完成。(请在以上括号内填写课题或课题组负责人或实验室名称,未有此项声明内容的,可以不作特别声明。)

声明人(签名):

年 月 日

厦门大学学位论文著作权使用声明

本人同意厦门大学根据《中华人民共和国学位条例暂行实施办法》等规定保留和使用此学位论文，并向主管部门或其指定机构送交学位论文（包括纸质版和电子版），允许学位论文进入厦门大学图书馆及其数据库被查阅、借阅。本人同意厦门大学将学位论文加入全国博士、硕士学位论文共建单位数据库进行检索，将学位论文的标题和摘要汇编出版，采用影印、缩印或者其它方式合理复制学位论文。

本学位论文属于：

（ ） 1.经厦门大学保密委员会审查核定的保密学位论文，
于 年 月 日解密，解密后适用上述授权。

（ ） 2.不保密，适用上述授权。

（请在以上相应括号内打“√”或填上相应内容。保密学位论文应是已经厦门大学保密委员会审定过的学位论文，未经厦门大学保密委员会审定的学位论文均为公开学位论文。此声明栏不填写的，默认为公开学位论文，均适用上述授权。）

声明人（签名）：

年 月 日

摘 要

飞机尾流是现代民航机飞行过程中产生的一种大尺度、高能量的漩涡，是飞机在产生升力的同时不可避免的结果。它的存在严重威胁着后续飞机的飞行安全。为了避免后续飞机遭遇尾流发生事故，国际民航组织(ICAO)设置了最小尾流间隔标准，但长时间未消散的尾流限制了机场飞机的起降频率，造成很多大型机场拥挤不堪。针对如何使尾流快速消散的问题，国内外学者进行了深入的研究，现在比较受认可的尾流控制方式是主动在主翼涡周围引入一个扰动来诱发翼尖涡的不稳定性使其快速消散。

本文所有工作均在厦门大学流体&PIV 实验室的多功能精密循环水槽实验平台上展开。通过利用矩形机翼模型产生一对翼尖涡，同时在机翼上固定不同宽度和不同攻角的襟翼，使其产生的小涡与翼尖涡有不同的间距与环量比值，探究在 35 个翼展下诱发 R-L 不稳定性的最佳参数组合。定性的流动显示方法可以观察在近尾流区域内翼尖涡的三维变化过程。PIV 实验则定量地记录了主翼涡和小翼涡的运动轨迹、速度场、涡量及环量的变化过程。实验结果表明，单主翼尾流在 35 个翼展处未发生明显变化，能量衰减缓慢；加装襟翼后尾流不稳定性被触发，衰减效果明显，在一定范围内，衰减值随着襟翼攻角的增大而增大。对主翼涡环量进行统计时，如果假设后机翼展为前机的一半，即环量统计半径 $R_d=50\text{mm}$ 时，在主翼涡攻角 $\alpha=8^\circ$ ，襟翼攻角 $\beta=28^\circ$ ，襟翼宽度 $b=55\text{mm}$ ，来流速度 $v=0.5\text{m/s}$ 时效果最好，环量在 35 个翼展时衰减为第一个翼展的 28%，这说明通过增加合适的襟翼可以有效地控制飞机尾流，加速其破裂和消散。

关键词：飞机尾流 R-L 不稳定性 流动显示 PIV 测试技术 襟翼

Abstract

Aircraft wake, as a kind of large-scale and massive-intensity vortices caused by the large civil aircrafts, is an inevitable side-product of lift, and it has become a threat to the following aircrafts. In order to ensure the safety of consecutive aircrafts, the International Civil Aviation Organization (ICAO) established a separation standard between consecutive aircrafts. However, the long-last aircraft wake negatively reduces the frequency of operations, which causes the airport congestion. The researchers home and abroad have carried out in-depth researches to accelerate the breakup of aircraft wake, and have come out an active method—to trigger the instability of the aircraft wake by applying a disturbance vortices triggering the main wake.

All the researches of this paper were carried out in the water towing tank at Fluid Mechanics and PIV Laboratory in Xiamen University. A pair of wingtip vortices was generated by an appropriate rectangular wing and another pair of vortices was generated by flaps fixed to the wing. By changing the width and the angle of the flaps, the distance and circulation between two vortices would be changed so as to find the best parameter combinations which would trigger R-L instability. With the help of flow-visualization, the interaction process of two vortices became revealed, and the quantitative PIV flow measurement correspondingly recorded the movement velocity, vorticity and circulation of the vortices. The experiment results show that the single vortex strength was strong and could last for a long time. The strength of the double vortices generated by wing and flaps rapidly dwindling and it reduced with respect to the decrease of the angle of flaps. The circulation of wingtip vortices could reach to 28% when the angle of wing was 8° , the angle of flaps was 28° , the distance of flaps was 55mm and the flow velocity was 0.5m/s. The result obviously exhibits that the suitable flaps can trigger the R-L instability and accelerate the breakup of main wing vortex.

Keywords: Aircraft wake; Rayleigh-Ludwig instability; Flow-visualization; PIV flow

measurement; Flap

厦门大学博硕士论文摘要库

符号说明

a: 矩形襟翼沿轴向长度[mm]

b: 矩形襟翼沿翼展方向长度[mm]

b_0 : 机翼翼展[mm]

b_1 : 两襟翼之间距离[mm]

b_2 : 两主翼涡之间距离[mm]

α : 机翼攻角[°]

β : 襟翼攻角[°]

v: 环流来流速度[m/s]

N: 采样张数

f: 采样频率[Hz]

R_d : 环量统计半径

Γ : 环量[m²/s]

Γ_0 : 第零个翼展位置环量[m²/s]

Γ_1 : 主翼涡环量[m²/s]

Γ_2 : 扰流片小涡环量[m²/s]

Γ_n : 第 n 个翼展位置环量[m²/s]

目 录

第一章 绪论	1
1.1 飞机尾涡	1
1.2 尾涡研究的意义	2
1.2.1 尾流的危害	2
1.2.2 尾涡限制机场的使用效率	4
1.3 国内外研究现状	5
1.3.1 国外研究现状	5
1.3.2 国内研究现状	7
1.4 本文所做工作	7
第二章 飞机尾流不稳定性理论	9
2.1 尾流控制方法	9
2.2 长波不稳定性	10
2.3 相交不稳定性	11
2.4 短波不稳定性	13
第三章 实验设备	15
3.1 FMPL 简介	15
3.2 多功能精密循环水槽系统	15
3.3 二维 PIV 测试系统	16
第四章 实验模型及方案	22
4.1 实验模型	22
4.1.1 主翼模型	22
4.1.2 襟翼模型	26
4.2 实验方法	28
第五章 尾涡相互作用的定性研究	30
5.1 流动显示方法概述	30

5.2 流动显示方案	31
5.3 环流式流动显示实验	33
5.3.1 单主翼涡显示实验	36
5.3.2 带襟翼翼尖涡流动显示实验	38
5.4 拖曳式流动显示实验	47
5.5 本章小结	52
第六章 Rayleigh-Ludwig 不稳定性的定量 PIV 研究.....	54
6.1 PIV 实验方法	54
6.2 PIV 数据处理	59
6.3 单主翼尾流 PIV 实验	68
6.3.1 主翼涡流场分析	68
6.3.2 单主翼尾流速度分析	73
6.3.3 主翼尾流环量分析	75
6.4 带襟翼机翼尾流 PIV 实验	78
6.4.1 带襟翼机翼尾流流场分析	78
6.4.2 带襟翼机翼尾流速度分析	82
6.4.3 带襟翼机翼尾流环量分析	86
6.5 本章小结	96
第七章 总结与展望	99
7.1 本文研究内容总结	99
7.2 展望	100
参考文献	101
作者在攻读硕士学位期间发表的论文	104
致 谢	105

Table of Contents

Chapter 1 Introduction	1
1.1 Aircraft Wake Vortex.....	1
1.2 Hazard of Wake Vortex	2
1.2.1 Flight Safety.....	2
1.2.2 Airport Capacity.....	3
1.3 Research Background.....	5
1.3.1 Overseas	5
1.3.2 Domestic	7
1.4 Work Targets	7
Chapter 2 Theory of Wake Vortex Instability.....	9
2.1 Wake Vortex Control Method.....	9
2.2 Long-wave Instability	10
2.3 Interaction Instability.....	11
2.4 Short-wave Instability	13
Chapter 3 Experiment Facilities.....	15
3.1 Introduction of FMPL	15
3.2 Multifunctional Precision Circulating Water Tank	15
3.3 2-D PIV Test System	16
Chapter 4 Experiment Model and Method	22
4.1 Experiment Model	22
4.1.1 Wing model.....	22
4.1.2 Flap model	25
4.2 Experiment Method	28
Chapter 5 Qualitative Research of Rayleigh-Ludwig Instability.....	29
5.1 Overview of Flow Visualization	29
5.2 Flow Visualization Strategies	31

5.3 Flow Visualization of Circulation	32
5.3.1 Flow Visualization of the Main Vortex	36
5.3.2 Flow Visualization of the Wake System	37
5.4、 Flow Visualization of Tow	46
5.5、 Chapter Summary.....	51
Chapter 6 Quantitative Research of Rayleigh-Ludwig Instability	53
6.1 Experiment Method of PIV	53
6.2 PIV Date Post-Processing	58
6.3 PIV Measurements of the Main Vortex.....	67
6.3.1 Main-wing Vortex Flow Field Analysis	67
6.3.2 Main-wing Vortex Velocity Analysis	71
6.3.3 Main-wing Vortex Circulation Analysis.....	73
6.4 PIV Measurements of the Wake system.....	76
6.4.1 Flap-wing Vortex Flow Field Analysis	76
6.4.2 Flap-wing Vortex Velocity Analysis.....	80
6.4.3 Main-wing Vortex Circulation Analysis.....	84
6.5 Chapter Summary.....	90
Chapter 7 Conclusion and Prospect.....	92
7.1 Conclusion of This Paper	92
7.2 Prospect.....	93
References	94
Publications	98
Acknowledgements	99

第一章 绪论

1.1 飞机尾涡

飞机尾流主要指固定翼飞机在飞行过程中在获得升力同时在机翼端部产生的一种不可避免的漩涡运动。飞机机翼产生升力的原理就是迫使机翼上表面的空气流速大于机翼下表面，根据伯努利定理，机翼下表面压力会高于上表面，从而产生压力差，给飞机提供升力。但是机翼长度是有限的，由于机翼上下表面存在压力差，在机翼翼梢处下表面的空气就会绕过机翼向上表面运动，从而在飞机机翼两端形成两个旋向相反的翼尖涡。如图 1.1 所示。



图 1.1 大型民航机尾流示意图

大型客机的尾流具有高能量、大尺度、不易消散等特性，同时由于空气是透明介质，在正常天气下无法直接观察尾流位置。由于这些因素，在人们未充分认识飞机尾流前，飞机尾流有很强的危险性，即便现在，人类也只能通过增加飞机起飞时间间隔来保证飞机飞行安全性。

过去的研究中,人们为了便于区分飞机尾流的不同特性,将其在生成至消散的过程分为五个阶段:近场尾流区、扩展的近场尾流区、中场尾流区、远场尾流区和消散区^[1]:

近场尾流区,该区域包括从飞机机翼开始至 1 个飞机翼展的位置。在这个区域内,机翼下方的高压气流逐渐向上卷绕,形成翼尖涡,同时飞机其它结构也不断产生脱落涡等涡旋,但仍独立存在。

扩展的近场尾流区,该区域包括从飞机近场尾流区开始至 10 个飞机翼展的位置。在此区域内,翼尖涡在不断发展的同时,飞机其它结构产生的涡旋被逐渐卷入尾流中,尾流强度不断升高,形成两个左右对称、旋向相反、结构稳定的翼尖涡。

中场尾流区,该区域包括从扩展的近场尾流区开始至 50 个翼展的位置。在此区域内,两个翼尖涡随着尾流影响范围增大而出现相互诱导的作用,使得涡心位置降低,出现明显的下洗运动。

远场尾流区,该区域包括从中场尾流区开始至 100 个翼展的位置。在此区域内,尾流不稳定性逐渐增加,并出现三维的螺旋状波形,逐渐失稳的尾流会出现两个翼尖涡连接的现象,并组合成一个个类似于涡环的结构,之前的尾流结构已经消失。

消散区,在区域为远场尾流区之后的区域。在该区域内破裂的尾流开始进入缓慢的消散过程,直至完全消失

1.2 尾涡研究的意义

1.2.1 尾流的危害

大型民航客机的尾流在形成之后就具有了很大的能量,且消散缓慢,短时间内不会消失,同时由于空气是透明介质,无法直接定位其位置,因此当后续飞机误入前面飞机为消散的尾流时,会对飞机的飞行安全造成重大影响^[2]。在飞机尾流作用下,飞机身后的区域主要可以分为上洗区域、下洗区域以及它们的交界区域,它们都是由于尾流漩涡作用下产生的,如图 1.2 所示。而后续飞机从不同角

度切入尾流区域也会产生不同的影响，主要可以分为以下 4 类^[3]：

1、后机切入涡心位置，如图 A 所示。此时飞机左侧机翼受到上洗气流的影响，右侧受到下洗气流的影响，飞机在气流滚转力矩的影响下会出现翻转，使飞机失去控制而发生事故。

2、后机切入两涡中间位置，如图 B 所示。此时飞机两侧机翼都受到下洗气流的影响，使得飞机高度在短时间内迅速下降，特别是在飞机起飞或降落阶段，飞机本身飞行高度较低，容易造成飞机坠毁。

3、后机切入两涡外侧位置，如图 C 所示。此时飞机机翼都受到上洗气流的影响，如果前机较大，后机较小，会造成后机在爬升时爬升率过大，机翼失速而失去控制。

4、后机从侧面切入尾流，如图 D 所示。此时后机在飞行时会连续受到上洗气流、下洗气流的影响，各种力矩的交替作用会使机身发生抖动，破坏机身结构强度。

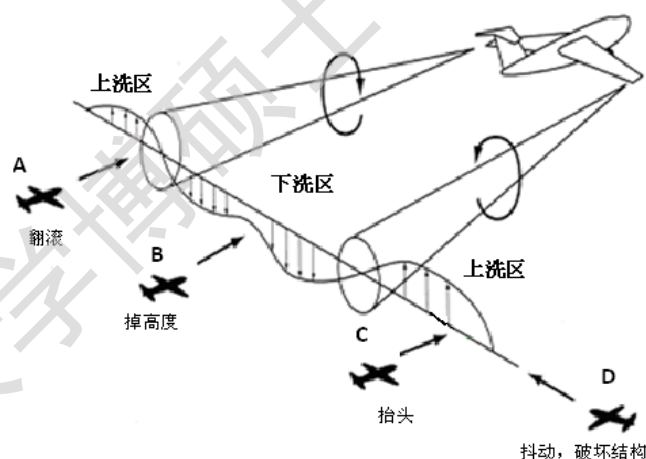


图 1.2 后机遭遇前机尾流状态示意图

在真实的飞机飞行记录中，就曾多次发生过后机遭遇前机尾流而发生的事故。在 20 世纪 70 年代就发生了第一起因后机切入 Boeing-747 尾流而造成空难的事故。其后截止至 1996 年期间，美国交通运输局就记录了多达 51 起因尾流造成的空难，其中 27 起造成了人员的死亡，47 起造成了飞机结构的损伤^[4]。而美国全国交通安全委员会记录了 1983 年至 2000 年的美国的空难事故中，有三分之一都是因为遭遇尾流引起的^[5-6]。飞机尾流成为了影响飞机飞行安全的一个重要因素。

1.2.2 尾涡限制机场的使用效率

为了避免飞机之间的尾流遭遇事故，FAA（Federal Aviation Administration）和 NASA(National Aeronautics and Space Administration)等机构都对飞机尾流进行了充分的研究，而目前最有效的预防方法就是增加前机与后机的间隔，保证后机不会卷入到前机的尾流当中。

现行的尾流间隔标准是在 1991 年，国际民航组织（ICAO）根据在此前十几年的实际飞行数据及相关的课题研究的基础上提出的，它作为正式的空中航行服务程序的规定来推荐执行。FAA 规定的尾流间隔的标准主要可以分为两大类：一类是按照飞机尾流的分类，根据飞机起飞最大重量可以将各个机型划分为重型机、大型机、小型机；另一类则是规定了在这三类机型之间应该执行的尾流间隔标准^[7]。别如表 1.1 和表 1.2 所示。

表 1.1 尾流分类标准

尾流分类（按 W_{off} ）	最小值（千磅）	最大值（千磅）
重型机	300.00	无上限
大型机	12.5	300
小型机	0	12.5

表 1.2 尾流间隔标准

前机类别	后机类别		
	重型机（n mile）	大型机（n mile）	小型机（n mile）
重型机	4	5	6
大型机	3	3	4
小型机	3	3	3

我国在此基础上，根据航空交通法规，执行的雷达间隔标准如图 1.3 所示^[8]：

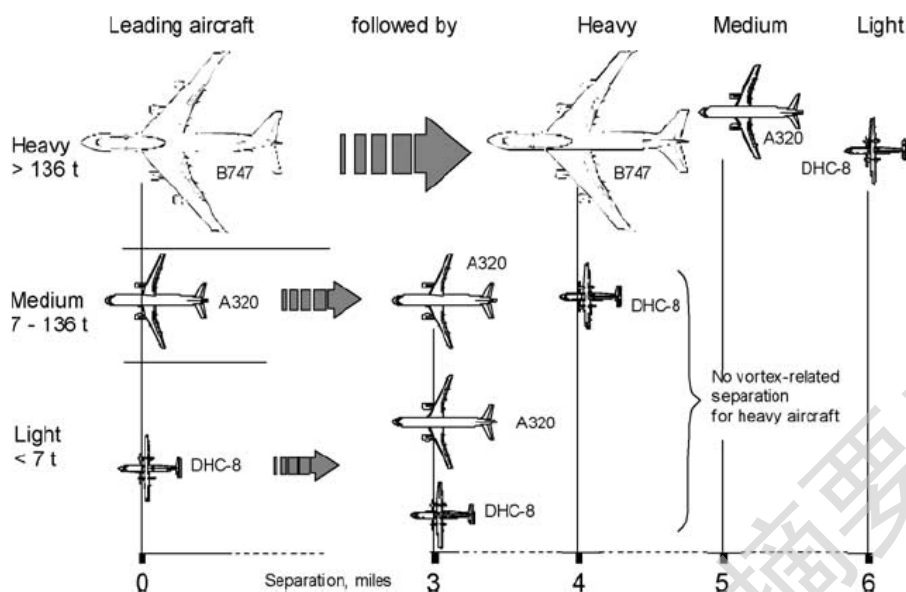


图 1.3 尾流雷达间隔标准

在严格执行尾流间隔标准的情况下，目前为止还未出现一起因为遭遇尾流而造成事故的事件。但是现行标准主要以飞机最大起飞重量为主要标准，对于许多类型的飞机，他们实际的安全间隔比现行的标准要小的多。因此现行的间隔标准也有许多有待改进的空间。

随着各国经济的发展，民航业作为一种最快速的运输系统也在快速发展。各国的飞机数量、飞行班次不断增加，对机场的吞吐量的要求越来越高，但是由于需要遵守尾流间隔标准，飞机必须在跑道上等待前机飞行足够的距离才能起飞，这无疑会降低机场的运行效率。在诸如北京、上海、纽约等国际大都市，在现有标准下机场已经达到极限，大量的飞机在排队起飞、降落，如果遭遇恶劣天气，情况还会变得更糟。

因此，对飞机的尾流进行研究，缩短起飞间隔距离，对保障飞机安全飞行，提高机场运行效率都有很大的意义。

1.3 国内外研究现状

1.3.1 国外研究现状

为了提高机场容量，改善航空运输效率，美国和欧洲等国家早在上个世纪就进行了大量的研究工作。

上世纪 70 年代，美国的 FAA、NASA、空军、飞机制造商等许多科研单位

Degree papers are in the “[Xiamen University Electronic Theses and Dissertations Database](#)”.

Fulltexts are available in the following ways:

1. If your library is a CALIS member libraries, please log on <http://etd.calis.edu.cn/> and submit requests online, or consult the interlibrary loan department in your library.
2. For users of non-CALIS member libraries, please mail to etd@xmu.edu.cn for delivery details.